

УДК 629.735(045)

<sup>1</sup>С.О. Дмитрієв, д-р техн. наук, проф.<sup>2</sup>С.Г. Сахно, асп.<sup>3</sup>В.М. Степаненко, наук. співроб.<sup>4</sup>А.В. Тарасенко, канд. техн. наук, старш. наук. співроб.

## ВИЗНАЧЕННЯ СТУПЕНЯ ДЕГРАДАЦІЇ ТЕХНІЧНОГО СТАНУ ТУРБОРЕАКТИВНИХ ДВОКОНТУРНИХ ДВИГУНІВ ЗІ ЗМІШУВАННЯМ ПОТОКІВ В УМОВАХ ЕКСПЛУАТАЦІЇ

<sup>1,2</sup> НАУ, кафедра збереження льотної придатності авіаційної техніки

E-mail: zplat@nau.edu.ua

<sup>3,4</sup> НАУ, кафедра авіаційних двигунів

E-mail: avsaacsm@nau.edu.ua

*Розглянуто метод визначення ступеня деградації технічного стану турбореактивних двоконтурних двигунів зі змішуванням потоків в експлуатації. Зазначений метод дозволяє визначити технічний стан двигуна, аналізуючи зміну його сили тяги, питомої витрати палива, ефективного коефіцієнта корисної дії і відносних відхилень коефіцієнта корисної дії компресора і турбіни в експлуатації під час наземних випробувань.*

*The method of degradation rate definition of bypass turbojet engine with mixed flows in operation is considered. The specified method allows determining technical state of engine by analyzing its thrust, specific fuel consumption, effective efficiency and relative deviations of efficiency of both compressor and turbine in operation during ground tests.*

### Постановка проблеми

На сьогодні авіаційні двигуни, що експлуатуються в Україні, досягли значних наробітків і наближаються до вичерпання встановлених ресурсів і календарних термінів служби.

Зі збільшенням наробітків і тривалості експлуатації в конструктивних елементах і вузлах двигунів відбуваються процеси старіння, зносу третьових поверхонь і накопичення пошкоджень, що призводить до деградації техніко-економічних показників і може стати причиною небезпечних руйнувань і відмов двигунів у польоті. У зв'язку з цим для забезпечення безвідмовної роботи авіаційних двигунів у польоті необхідно створити і впровадити в практику такі методи і засоби їхнього контролю, що дозволять:

- об'єктивно і безперервно контролювати поточний технічний стан;
- визначати появу небезпечних дефектів на ранній стадії їхнього розвитку;
- попереджати відмови двигунів у польоті.

Це особливо важливо при експлуатації старіючого парку авіаційних двигунів і продовженні їхніх ресурсних показників.

Останнім часом приділяється значна увага розробці параметричних методів діагностування технічного стану авіаційних двигунів [1; 2] і реалізації їх у наземно-бортових автоматизованих системах, виконаних на базі сучасної обчислювальної техніки [3].

В існуючих автоматизованих системах контролю і супроводу експлуатації авіаційних двигунів використовуються переважно тільки ті параметри,

що фіксують сучасні бортові системи реєстрації типу МСРП-64 чи записані вручну членами екіпажів у спеціальні польотні карти на крейсерському стаціонарному режимі польоту:

- частоту обертання роторів обох турбокомпресорів;
- температуру газів за турбіною низького тиску;
- миттєву витрату палива;
- тиск палива перед форсунками;
- висоту польоту;
- швидкість польоту;
- температуру атмосферного повітря.

Визначення поточного значення технічного стану авіаційного двигуна в існуючих методиках ґрунтується на порівнянні зареєстрованих і приведених до стандартних атмосферних умов (САУ) параметрів роботи двигуна. Сучасні методи діагностування відрізняються тільки способами математичної обробки польотної інформації, виміряної з використанням існуючих бортових контрольно-вимірювальних систем.

Через невисоку точність виміру і реєстрації параметрів роботи двигунів у польоті існуючі системи автоматизованого контролю і діагностування мають низький поріг чутливості. Тобто вони реагують тільки на значні зміни технічного стану двигуна і не дозволяють визначити дефекти і несправності на початку їхньої появи чи на ранній стадії розвитку.

Найбільш інтегрально визначають технічний стан двигуна як теплової машини сила тяги  $R$ , питома витрата палива  $C$ , ефективний коефіцієнт корисної дії (ККД)  $\eta_e$ .

При наземному випробуванні турбореактивних двоконтурних двигунів зі змішуванням потоків ТРДДзм є можливість визначати ці параметри.

### Визначення тяги турбореактивних двоконтурних двигунів зі змішуванням потоків

В умовах експлуатації вимірне значення сили тяги дозволяє розраховувати допустиме комерційне завантаження літака, оптимальне управління силовою установкою, оптимізувати процеси технічного обслуговування і ремонту, визначати питому витрату палива.

Особливо актуальні вимір і моніторинг сили тяги для контролю технічного стану двигунів, що мають великий наробіток у годинах і польотних циклах в умовах експлуатації таких, наприклад, як Д-30КП, установлених на літаках Іл-76.

Силу тяги ТРДДзм при його наземному випробуванні визначають за формулою [4]

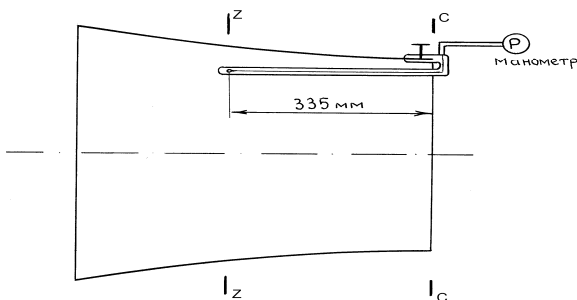
$$R_p = m_r \frac{2k_r}{k_r - 1} F_c P_h \frac{B_c^{k_r} - A_c}{B_c^{\frac{2}{k_r}} - A_c}; \quad (1)$$

де  $m_r$  – коефіцієнт рівняння витрати газу ( $m_r = 0,0396$ );  $k_r$  – показник адиабати для газу ( $k_r = 1,33$ );  $F_c$  – площа зрізу сопла;  $P_h, P_c$  – статичний тиск атмосферного повітря і статичний тиск газу на зрізі сопла;  $B_c, A_c$  – коефіцієнти відношення тисків і площ відповідно:

$$B_c = \frac{\delta_{z-c} P_z}{P_c}; \quad A_c = \left( \frac{F_c \delta_{z-c}}{F_z} \right)^2; \quad (2)$$

$\delta_{z-c}$  – коефіцієнт збереження повного тиску на ділянці від перетину  $z-z$  до перетину  $c-c$  (для Д-30КП  $\delta_{z-c} = 0,99$ );  $P_z$  – статичний тиск газу в перетині  $z-z$  сопла, визначений шляхом виміру;  $F_z$  – площа сопла в перетині  $z-z$ .

Вибір перетину  $z-z$  (див. рисунок) знаходимо за умови, що відношення площ ( $F_z/F_c$ ) повинно мати максимально можливе значення для даного двигуна.



Вибір перетину в звужуючому соплі для вимірювання тяги на двигуні Д-30КП

З рівняння (1) випливає, що для визначення тяги ТРДДзм у наземних умовах необхідно знати  $m_r, F_c, F_z, \delta_{z-c}, P_h, P_c$ , і виміряти статичний тиск  $P_z$ . Необхідно мати на увазі, що чим більше відношення площин  $F_z/F_c$ , тим вище точність визначення тяги двигуна. Для двигуна Д-30КП максимальне значення цього відношення з конструктивних можливостей вибрано на відстані  $z = 335$  мм [5]. Для виміру статичного тиску  $P_z$  у соплі Д-30КП розроблено спеціальний пристрій (див. рисунок), який закріплюється на зрізі сопла перед наземними випробуваннями кожного двигуна і знімається після завершення випробувань. Цей пристрій дозволяє вимірювати статичний тиск у соплі двигуна Д-30КП на відстані  $z = 335$  мм від зрізу сопла, яка вибрана з особливостей конструкції двигуна. Внутрішній діаметр сопла  $D_z$  у перетині  $z-z$  для двигуна Д-30КП дорівнює 1,095 м. Площу сопла в перетині  $z-z$  знаходимо за формулою  $F_z = \pi D_z^2$ .

Для двигуна Д-30КП площа сопла на відстані 335 мм від зрізу сопла  $F_z = 0,9417$  м<sup>2</sup>. Площа перетину на зрізі сопла вказана в паспортних даних (для Д-30КП  $F_c = 0,833$  м<sup>2</sup>). Отже, всі складові рівняння (1), за винятком  $P_z$ , для сопла двигунів Д-30КП мають фіксовані значення. Це дає можливість у процесі експлуатації при наземних випробуваннях двигунів за допомогою пристрою, показано на рисунку, періодично вимірювати статичний тиск газу  $P_z$  і за формулою (1) виконувати розрахунки поточного значення тяги двигуна  $R_p$ .

Використовуючи математичний апарат методу малих відхилень [6], для основних фіксованих режимів роботи двигуна Д-30КП (0,7 номіналу, номінального, зльотного) рівняння (1) можна записати у вигляді:

$$R_p = k_p P_z = 8275,86 P_z. \quad (3)$$

Для визначення похибки при розрахунку тяги за формулою (3) на Миколаївському авіаційному ремонтному підприємстві під час стендових випробувань двигунів Д-30КП після ремонту були виконані виміри тяги з допомогою метрологічно атестованих динамометричних силвимірювальних приладів. Результати отриманих вимірів і проведених розрахунків тяги наведено в таблиці. Під час випробувань двигунів Д-30КП на стенді Миколаївського авіаційного ремонтного підприємства середньоквадратична похибка у вимірі тяги становила  $\pm 0,5\%$ , статичних тисків  $\pm 0,15\%$ . Розбіжність у значеннях сили тяги вимірної на випробувальному стенді і розрахованої за статичним тиском  $P_z$  у середньому менше 1%.

**Дані випробувань двигуна Д-30КП  
на випробувальному стенді**

Режим роботи	Тяга		$k_\phi = \frac{R_\phi}{R_p}$
	$R_p$	$R_\phi$	
Зліт	11772	11880	1,0092
Номінальний	9414	9500	1,009
0,9 номінального	8475	8550	1,0088
0,7 номінального	6583	6650	1,0102
0,6 номінального	5642	5700	1,0104

Запропонований спосіб визначення тяги ТРДДзм може бути використаний в умовах технічної експлуатації шляхом виміру статичного тиску  $P_z$  у процесі наземних випробувань двигунів на літаку. Для цього необхідно за формулою (3) визначити  $R_p$  і скорегувати її згідно з коефіцієнтом  $k_\phi$ .

**Визначення питомої витрати палива**

Оцінка ступеня деградації економічності ТРДДзм може здійснюватися за допомогою моніторингу в процесі експлуатації питомої витрати палива  $C$ :

$$C = \frac{R}{G_T},$$

де  $R$  – тяга двигуна;  $G_T$  – витрата палива за 1 год роботи двигуна, значення якої вимірюється штатним приладом, розташованим у кабіні пілотів, і реєструється як членами екіпажу, так і бортовою системою контролю двигуна в польоті.

Питома витрата палива характеризує економічність двигуна. Чим менше значення  $C$ , тим більші дальність і тривалість польоту при заданій швидкості літального апарата.

**Визначення ефективного коефіцієнта корисної дії**

Ефективний ККД визначається як відношення енергії, еквівалентної зміні кінетичної енергії газового струменя, до всієї енергії, внесеної в двигун з паливом. Він враховує всі втрати в процесі перетворення тепла в кінетичну енергію газового потоку і характеризує досконалість ТРДДзм як теплового двигуна.

Ефективний ККД ТРДДзм залежить від ступеня підвищення тиску в обох його компресорах, температури газу на виході з камери згорання, гідравлічних втрат в елементах проточної частини двигуна, коефіцієнта виділення тепла в камері згорання  $\eta_r$ . Для ТРДДзм при роботі його на землі формула для визначення ефективного ККД має вигляд

$$\eta_{\text{еф}} = \frac{C^2}{2g_T H_u}, \quad (4)$$

де  $C_c$  – швидкість газового потоку на виході із сопла, м/с;  $g_T$  – відносна витрата палива;

$$g_T = \frac{G_T}{G_{B_\Sigma}};$$

$G_T$  – годинна витрата палива, кг/год;  $G_{B_\Sigma}$  – сумарна маса повітря, що проходить через проточну частину двигуна за 1 с, кг/с;  $H_u = 42,9 \cdot 10^6$  Дж/кг – нижня теплотворність палива.

Сумарна витрата повітря  $G_{B_\Sigma}$  визначається за дросельною характеристикою двигуна залежно від частоти обертання ротора компресора високого тиску  $n_{\text{КВТпр}}$ . Для двигуна Д-30КП ця залежність описується рівнянням

$$G_{B_\Sigma} = 6,63 \cdot 10^{-6} n_{\text{КВТпр}}^2 - 3,27 \cdot 10^{-2} n_{\text{КВТпр}} + 7,677. \quad (5)$$

Частота обертання ротора високого тиску, приведена до САУ,  $n_{\text{КВТпр}}$  визначається приладом, розміщеним у кабіні пілотів. Швидкість потоку газу на зрізі реактивного сопла визначають за формулою

$$C_c = \sqrt{\frac{2k_r}{k_r - 1} R_c T_c^* \left[ 1 - \left( \frac{B_c^{k_r} - A_c}{B_c^{k_r} - A_c} \right)^{\frac{2}{k_r - 1}} \right]}. \quad (6)$$

Коефіцієнти  $B_c$ ,  $A_c$  визначають за рівняннями (2), (3), повну температуру газу на виході із сопла для ТРДДзм – за виразом

$$T_c^* = \frac{y T_{\text{КН}_2}^* + T_T^*}{1 + y}, \quad (7)$$

де  $T_{\text{КН}_2}^*$  – повна температура повітря за компресором низького тиску в зовнішньому контурі:

$$T_{\text{КН}_2}^* = T_H^* \left( 1 + \frac{\pi_{\text{КН}_2}^{* \frac{k_b - 1}{k_b}} - 1}{\eta_{\text{КН}_2}^*} \right), \quad (8)$$

де  $T_H^*$  – вимірювана температура загальмованого потоку на вході в двигун;  $\pi_{\text{КН}_2}^*$  – ступінь підвищення тиску в зовнішньому контурі вентилятора, що вимірюється при наземних випробуваннях двигуна спеціально встановленим манометром;  $\eta_{\text{КН}_2}^*$  – ККД компресора низького тиску в зовнішньому контурі, який визначають за характеристикою компресора на лінії робочих режимів при заданій частоті обертання  $n_{\text{КНД}}$ ;  $T_T^*$  – повна температура газу за турбіною низького тиску, вимірювана штатними термометрами двигуна;  $y$  – ступінь двоконтурності ТРДДзм.

Ступінь двоконтурності у визначають за дросельною характеристикою двигуна як функцію частоти обертання ротора компресора високого тиску  $n_{\text{КВДпр}}$ .

Для двигуна Д-30КП ця залежність має вигляд

$$y = 4,339 \cdot 10^{-11} n_{\text{КВДпр}}^3 - 1,2904 \cdot 10^{-6} n_{\text{КВДпр}}^2 + 1,2425 \cdot 10^{-2} n_{\text{КВДпр}} - 36,086.$$

Для злітного режиму роботи двигуна Д-30КП  $y=2,33$  [5]. Отже, для визначення ефективного ККД в умовах експлуатації за формулами (4)–(8) необхідно під час наземних випробувань додатково виміряти ступінь підвищення тиску  $\pi_{\text{кн}_2}^*$ .

### Показники довгострокової стабільності характеристик двигунів

Для забезпечення надійної роботи авіаційних двигунів необхідно визначити показники, що відображають довгострокову стабільність його характеристик. Для цього необхідно оцінити ККД основних модулів ТРДДзм в експлуатації за допомогою коефіцієнтів впливу [6], знайдених з умови збереження постійної частоти обертання ротора компресора низького тиску ( $n_{\text{КНТпр}} = \text{const}$ ) за математичною моделлю ТРДДзм. Унаслідок проведених розрахунків двигуна Д-30КП були отримані наступні співвідношення для відносних відхилень ККД основних конструктивних елементів двигуна від їхніх початкових значень:

$$\delta\eta_{\text{КНТ}}^* = -0,448\delta P_{\text{КВТ}}^* - 0,512\delta P_{\text{КВТ}}^* - 0,215\delta T_{\text{Т}}^* + 0,398\delta G_{\text{Т}};$$

$$\delta\eta_{\text{КВТ}}^* = -0,636\delta P_{\text{КВТ}}^* - 0,732\delta P_{\text{КВТ}}^* - 0,178\delta T_{\text{Т}}^* + 0,588\delta G_{\text{Т}};$$

$$\delta\eta_{\text{ТНТ}}^* = -0,0844\delta P_{\text{КВТ}}^* - 0,224\delta P_{\text{КНТ}}^* - 0,639\delta T_{\text{Т}}^* + 0,412\delta G_{\text{Т}};$$

$$\delta\eta_{\text{ТВТ}}^* = -0,208\delta P_{\text{КВТ}}^* - 0,176\delta P_{\text{КНТ}}^* - 0,528\delta T_{\text{Т}}^* + 0,607\delta G_{\text{Т}},$$

де  $\delta\eta_{\text{КНТ}}^*$  – відносне відхилення адіабатичного ККД компресора низького тиску від свого початкового значення;  $\delta P_{\text{КВТ}}^*$  – відносне відхилення приведенного до САУ повного тиску повітря за компресором високого тиску від свого початкового значення;  $\delta P_{\text{КНТ}}^*$  – відносне відхилення приведенного до САУ повного тиску повітря за компресором низького тиску від свого початкового значення;  $\delta T_{\text{Т}}^*$  – відносне відхилення приведеної до САУ повної температури газів за турбіною від свого початкового значення;  $\delta G_{\text{Т}}$  – відносне відхилення приведенного до САУ поточної витрати палива від свого початкового значення;

$\delta\eta_{\text{КВТ}}^*$  – відносне відхилення адіабатичного ККД компресора високого тиску від свого початкового значення;  $\delta\eta_{\text{ТНТ}}^*$  – відносне відхилення адіабатичного ККД турбіни низького тиску від свого початкового значення;  $\delta\eta_{\text{ТВТ}}^*$  – відносне відхилення адіабатичного ККД турбіни високого тиску від свого початкового значення.

Величину  $\delta\Pi$  знаходимо за формулою

$$\delta\Pi = \frac{\Pi_{\text{вим}} - \Pi_{\text{ет}}}{\Pi_{\text{ет}}},$$

де  $\Pi_{\text{вим}}$  – значення параметра, виміряне на двигуні;  $\Pi_{\text{ет}}$  – еталонне значення параметра, взяте з конструкторської документації двигуна, або збережене за його математичною моделлю.

Параметри  $P_{\text{КВТ}}^*$ ,  $P_{\text{КНТ}}^*$ ,  $T_{\text{Т}}^*$ ,  $G_{\text{Т}}$  на двигуні Д-30КП легко вимірюються в експлуатації під час наземних випробувань.

### Висновки

Використовуючи наведені залежності, можна з високою точністю визначити тягу, питому витрату палива й ефективний ККД ТРДДзм при їхніх наземних випробуваннях в умовах експлуатації. Це дозволить контролювати технічний стан двигунів і запобігати їхнім відмовам в процесі льотної експлуатації. Визначення відносних відхилень ККД компресорів і турбін високого і низького тиску двигунів Д-30КП дозволить оцінювати технічний стан зазначених вузлів і спростить їхнє технічне обслуговування.

### Література

1. Дмитриев С.А., Моисеев Б.М., Тарасенко А.В. Диагностическая информативность параметров рабочего процесса ГТД на неустановившихся режимах // Тез. докл. Междунар. науч.-техн. конф., М., 28–29 мая 1996 г. – М.: МГТУГА, 1996. – С. 109–110.
2. Епифанов С.В. Диагностический анализ термодинамических параметров ГТД // Методы и средства диагностики газотурбинных двигателей: Межвуз. сб. науч. тр. – Х.: ХАИ, 1989. – С. 3–28.
3. Кулик М.С., Тарасенко А.В. Автоматизовані системи супроводу експлуатації авіаційних двигунів. // Вісн. КМУЦА. – 1999. – №2. – С. 1–6.
4. Цыбалов И.Г., Степаненко В.Н. Определение внутренней тяги ВРД по измеренным статическим давлениям газа // Изв. вузов. Авиационная техника. – 1992. – № 3. – С. 88–92.
5. Авиационные двигатели Д-30КУ и Д-30КП (конструкция, надежность и опыт эксплуатации). – М.: Машиностроение, 1988. – 227 с.
6. Диагностика состояния ВРД по термодинамическим параметрам/ А.М. Ахмедзянов, Н.Г. Дубровский, Я.П. Тунаков и др. – М.: Машиностроение, 1983. – 204 с.